

固液火箭发动机装药设计优化*

曹泰岳, 师艳辉, 吴海波

(国防科技大学航天技术系, 湖南 长沙 410073)

摘要: 按两类不同的气化速率公式, 讨论了固液火箭发动机燃料装药优化设计的方法和程序, 并针对某 HTPB/LOX (或 GOX) 发动机, 给出了多孔装药在不同孔数的情形下某些参数随时间的变化以及另一些参数的总体值或平均值, 最后就燃料装药设计和配方设计给出了某些结论。

主题词: 混合推进剂火箭发动机; 推进剂药柱; 推进剂配方; 最优设计

中图分类号: V436 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2000) 01-0067-04

Optimization of grain design for hybrid rocket engine

Cao Taiyue, Shi Yanhui, Wu Haibo

(Dept. of Aerospace Technology., National Univ. of Defence Technology., Changsha 410073, China)

Abstract: The method and the procedure of design optimization for fuel grain of hybrid rocket engines were discussed using two different kinds of formula for fuel regression rate. With multi-port grain of some HTPB/LOX (or GOX) engine the variation of some parameters with time and other parameters were given for different numbers of port. Some conclusions were drawn on fuel grain design and fuel ingredient design.

Subject terms: Hybrid propellant rocket engines, propellant grain; Propellant formulation; Optimization design

1 引言

固液火箭发动机燃烧过程中液/固组元流率比 $\varphi = q_{ox}/q_f$ 不断变化, 导致燃气热力参数及发动机性能参数变化。为保证固液发动机总体性能最优, 必须对固体燃料装药进行优化设计, 以保证组元流率比在整个工作过程中的平均值接近其最佳值。在装药设计中, 工程上常采用两类固体燃料气化速率公式, 一是气化速率 r 仅与主流密流 ($G_{ox} = q_{ox}/A_p$, 其中 A_p 为装药通道横截面积) 有关^[1], 另一是 r 与总密流 ($G = (q_{ox} + q_f)/A_p$) 有关^[2,3]。在迭代确定装药肉厚时, 这两类公式有一定的差别。本文按讨论燃料装药优化设计的方法和程序, 并针对某 HTPB/LOX (或 GOX) 发动机给出多孔装药在不同孔数的情形下某些参数随时间的变化以及另一些参数的总体值或平均值, 最后就燃料装药设计和配方设计给出结论。

2 装药优化设计方法和程序

经典循环固液发动机如图 1 所示, 本文仅考虑无

补燃即无旁通液路的情形^[4]。因固体燃料气化率很低且强烈依赖于装药几何形状, 故对燃料容积装填和发动机应用提出诸多约束^[5]。为提供必要的燃料流率, 同时也为了保证必要的燃料装填分数 η , 通常采用孔数较大的多孔形装药, 其几何参数如图 2 所示。

由于固体燃料气化速率 r 随装药通道扩大而减小, 因此, 即使是在液体氧化剂流率 q_{ox} 恒定时, 瞬时室压与推力实际上仍是变化的。装药设计优化的目标就是在满足装药外径和总冲量要求以及推力与室压的平均值等于其额定值的前提下使液/固组元流率比 φ 最优。

由于燃料气化速率与装药通道横截面积有关, 因此, 在燃烧模拟时, 为满足工作结束瞬间气化表面刚好扩展到装药外表面的要求, 装药肉厚 W 不能随意给定, 而必须通过迭代才能确定。如果燃料气化速率还与总密流有关, 则在燃烧模拟和肉厚迭代时尚须预先给出装药长度 L_p 的初值, 仅当迭代到液/固组元流率比接近最优时方可确定药长。因此, 求解程序由燃

* 收稿日期: 1999-02-05; 修订日期: 1999-06-28。

作者简介: 曹泰岳 (1941-), 男, 国防科技大学教授, 从事火箭发动机工作过程研究。

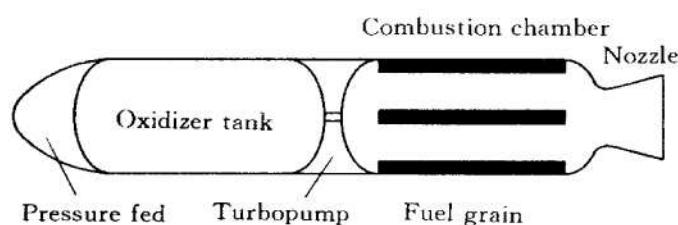


Fig. 1 Schematic view of classical cycle hybrid rocket engine

烧模拟、肉厚迭代及组元比/药长迭代等部分嵌套组成。为保证迭代顺利进行, 迭代前宜选择一工作点, 即通过肉厚迭代初步确定满足下面二式的、具有必要燃料质量 m_f 和质量流率 q_f 的装药几何参数:

$$m_f = \bar{q}_f t_b \quad (1)$$

$$m_f = \rho_f A_f L_p \quad (2)$$

式中: L_p 为燃料药柱长度, 其数值应满足工作开始瞬间给定药柱通道初始燃烧周长的情形下所要求的燃料质量流率 q_{f0} , 即 $L_p = q_{f0} \rho_f r_0 p_0$, 其中 r_0 为工作开始瞬间燃料的气化速率; ρ_f 为固体燃料密度; A_f 为燃料横截面积; t_b 为燃烧时间; \bar{q}_f 为 q_f 的平均值。

3 计算结果及讨论

作为设计的原始数据, 亦采用文献 [2] 所给数据, 以兹比较, 即: 燃料装药外径 $R_o = 0.55$ m, 总冲量 $I = 9.8$ MN·s, 额定推力 $F = 147$ kN 及额定燃烧室压强 $p_c = 6.9$ MPa; 推进剂为 HTPB/LOX (或 GOX), 其理论性能在液/固组元流率比 $\varphi = 2.0$ 时有最大值。固体燃料气化速率采用文献 [1] 和 [3] 给出的经验公式, 分别为

$$r = 3.0412 \times 10^{-5} \left(\frac{q_{ox}}{A_p} \right)^{0.681} \quad (4)$$

$$r = 1.2599 \times 10^{-5} \left(\frac{q_{ox} + q_f}{A_p} \right)^{0.8} \quad (5)$$

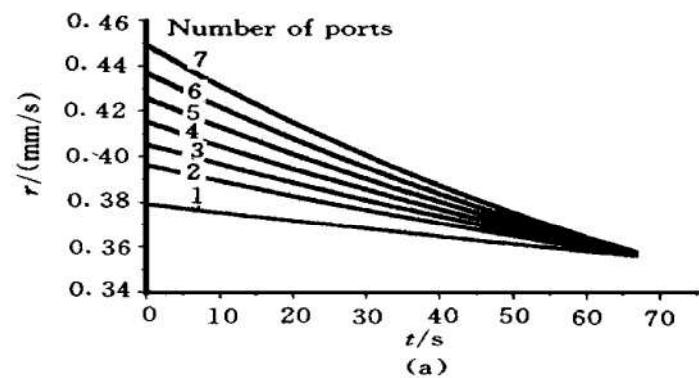


Fig. 3 Variation of fuel regression rate during burning

(a) With rate r given by formula (4)

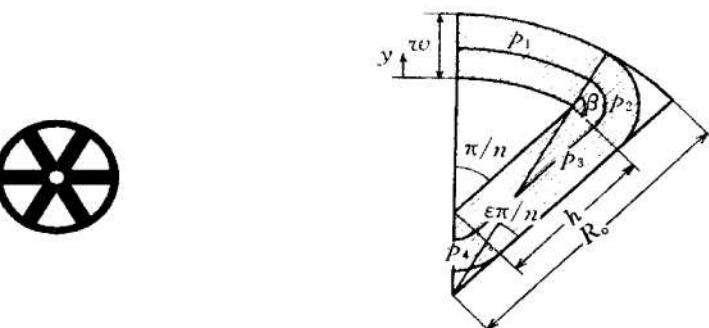


Fig. 2 Geometrical parameters of port

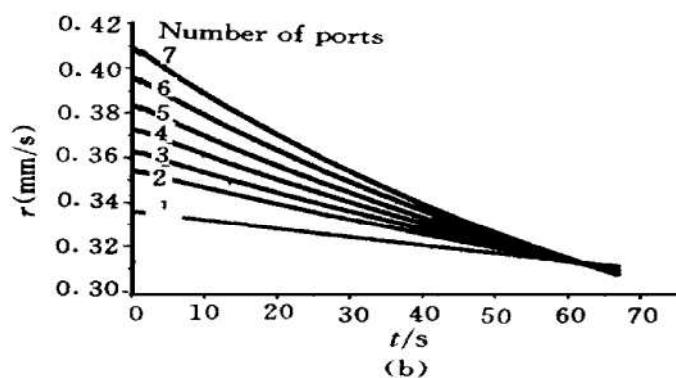
式中 r 以 m/s 计, A 以 m^2 计, q_{ox} 和 q_f 以 kg/s 计。

3.1 燃烧模拟结果

固体燃料气化速率 r 、燃料质量流率及液/固组元流率比 φ 随时间的变化如图 3~5 所示。由图可见, 随着燃烧过程的进行, 固体燃料气化速率 r 和燃料质量流率 q_f 单调下降, 而液/固组元流率比 φ 单调上升; 且这种变化随孔数增大而增大。这是由于装药通道面积 A_p 随固体燃料气化不断增大使燃烧产物密度下降所致; 而当孔数较大时, 得到的肉厚值较大、因而上述参数变化较大。鉴于燃烧过程中液/固组元流率比 φ 总要偏离其最佳值, 故比冲等理论性能随时间的变化不是单调的, 而是先增加、后减小; 此外, 随着孔数的增大, 燃烧过程中比冲等理论性能变化的幅度亦较大, 故其平均值较小。由此可见, 为了保证较高的理论性能值, 宜选用孔数较小的药形。

3.2 孔数对装药某些总体或平均参数的影响

某些总体或平均参数对固液火箭发动机装药设计有重要影响, 其中包括: 肉厚 W 、药长 L_p 、燃料平均气化速率 \bar{r} 、燃料装填分数 η 、残药系数 η_r 以及总有效容积 V_E 等。针对上述算例, 对孔数 $n = 1 \sim 7$ 的情形分别按两种气化速率公式计算了发动机在整个燃烧过程中的这些总体或平均参数, 如表 1 和 2 所示。



(b) With rate r given formula (5)

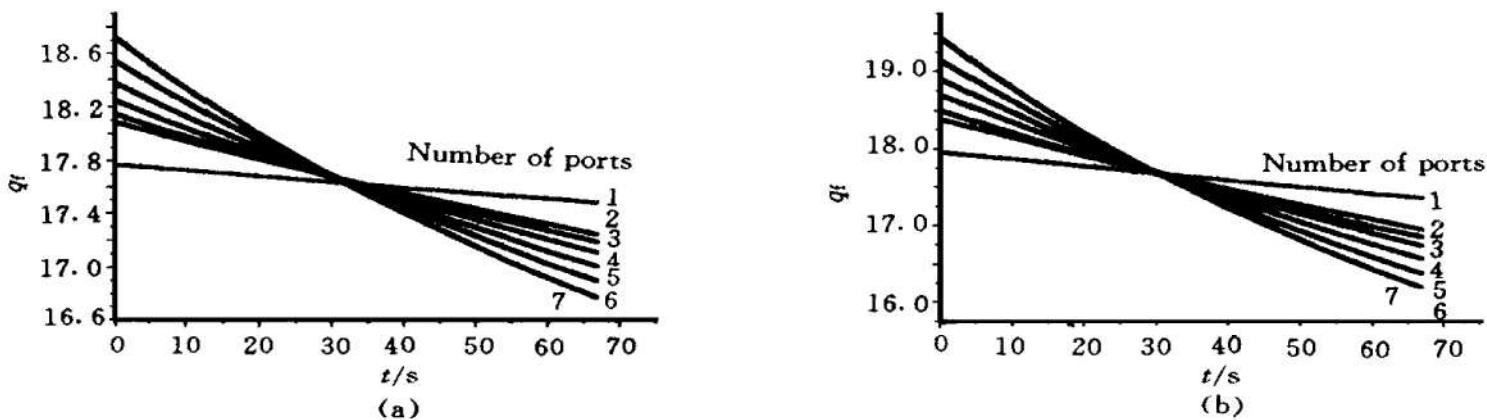


Fig. 4 Variation of fuel mass flowrate during buring

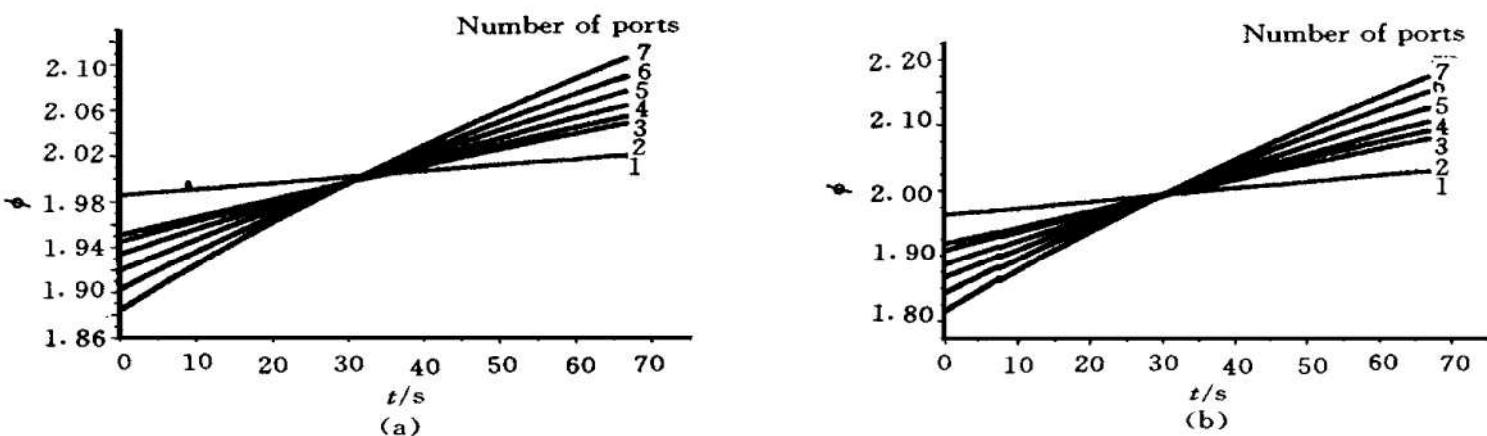
(a) With rate r given by formula (4)(b) With rate r given formula (5)

Fig. 5 Variation of liquid/solid component mass flowrate ratio during buring

(a) With rate r given by formula (4)

(b) With rater given by formula (5)

Table 1 Several overall or average parameters of HTPB/LOX (or GOX) hybrid rocket engine with multi-port grain (with fuel regression rate given by formula (4))

n	W / mm	L_p / m	r_f (mm/s)	η_f / %	η_b / %	V_E / m ³
1	24.5	14.6	0.368	8.7	0.0	16.0
2	25.0	8.9	0.376	14.4	0.4	10.5
3	25.3	7.4	0.380	17.2	0.6	9.1
4	25.6	6.4	0.384	19.9	0.9	8.2
5	25.9	5.6	0.389	22.7	1.4	7.4
6	26.2	5.0	0.394	25.4	2.0	6.8
7	26.6	4.5	0.399	28.1	2.6	6.4

Table 2 Several overall or average parameters of HTPB/LOX (or GOX) hybrid rocket engine with multi-port grain (with fuel regression rate given by formula (5))

n	W / mm	L_p / m	r_f (mm/s)	η_f / %	η_b / %	V_E / m ³
1	21.5	16.6	0.323	7.7	0.0	17.8
2	22.1	10.0	0.332	12.7	0.4	11.6
3	22.3	8.4	0.335	15.2	0.5	10.0
4	22.5	7.2	0.339	17.7	0.8	8.9
5	22.8	6.3	0.343	20.2	1.2	8.1
6	23.3	5.6	0.348	22.8	1.7	7.4
7	23.6	5.1	0.353	25.3	2.3	6.9

表1和表2给出定性上完全相同的结果,但数量上有某些差别。随着孔数的减小,除残药系数有所改善以及因肉厚较小而使比冲等理论性能的变化幅度较小、从而使其平均值稍高外,其它总体或平均参数均朝着不利的方向变化,有些结果(如药长和总有效容积)甚至很难接受。因此,在选择孔数时,必须对各数量方面的利弊进行权衡。

本文给出的结果与文献[2]一致,但数量上有很大差别,并有可能导致有关装药设计方案可行性的完全不同的结论。原因在于:文献[2]引用的燃料气化速率公式导致较高的气化速率,因而装药肉厚较大、药长较短、燃料装填分数较大、总有效容积较小,从而使得其中个别方案勉强可以接受;相反,本文引用的燃料气化速率公式(式4和5)导致很低的气化速率,因而装药肉厚很小、药长很长、燃料装填分数很小、总有效容积很大,从而使得其中所有方案均无法接受。那么,究竟哪一个公式较为合理一些呢?试考察最简单的情形,即孔数 $n=1$ 、时间 $t=t_b$,此时装药通道面积 $A_p=0.950\text{ m}^2$,氧化剂质量流率 $q_{ox}=35.4\text{ kg/s}$,故氧化剂密流 $G_{ox}=3.726\text{ g/(cm}^2\cdot\text{s)}$ 。对于这一密流值,根据文献[3, 6, 7],若对推进剂不采取特殊措施,则HTPB/LOX(或GOX)的气化率决不可能具有如文献[2]给出的高达 0.6 mm/s 的量值。目前,有不少学者^[5, 6, 9]正在从事固液发动机燃烧机理的研究,旨在研究高气化率和对装药几何(横流条件)不敏感的燃料,以尽可能解除对燃料容积装填及发动机应用的约束。为了仍有可能保持较高的燃烧效率,可采取的措施包括:燃料中加入铝粒与碳粒的混合物,采用含氟的氧化剂,等等。

4 结 论

(1) 当燃料气化速率足够高且对装药几何(横流

条件)不甚敏感时,选择适当的孔数可在燃料装填容积与发动机性能之间寻求某种平衡,即在性能牺牲较小的前提下保持较高的燃料装填分数和较短的药长。

(2) 有必要研制出气化率较高、对装药几何(横流条件)不敏感、且不致使燃烧效率过度降低的燃料。

(3) 有必要开展簇式推力室的研究。

参 考 文 献

- 1 Sutton G P. Rocket propulsion elements [M]. 6th Edition New York Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore: John Wiley & Sons, 1992.
- 2 Yakar A B, et al. Hybrid engine design and analysis [R]. AIAA 93-2548.
- 3 Estey P, et al. An evaluation of scaling effects for hybrid rocket motors [R]. AIAA 91-2517.
- 4 伏尔科夫···. 组合型火箭发动机 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1976.
- 5 Strand L D, et al. Hybrid rocket fuel combustion and regression rate study [R]. AIAA 92-3302 .
- 6 Shanks R B, et al. The design and control of a labscale hybrid rocket facility for spectroscopy studies [R]. AIAA 94-3016.
- 7 Lewin A W, et al. Experimental determination of performance parameters for a polybutadiene/oxygen hybrid rocket [R]. AIAA 92-3590.
- 8 Jianwen Y, et al. Hybrid combustion with metallized fuels [R]. AIAA 93-2416.
- 9 Lips H R. Experimental investigation on hybrid rocket engines using highly aluminized fuels [J]. J Spacecraft, 1977, 14 (9).

(责任编辑: 龚士杰)